

高等学校教材

# 风洞特种实验

鲍国华 主编

西北工业大学出版社

文海部 编委五产投 委客内发 委同本基委

编委代委部研委用 委委部研委委委委 委委委委委委委委委 委委委委委委委委委

高等学校教材

# 风洞特种实验

鲍国华

主编

鲍国华

郝忠祥

夏玉顺

杨 桢

陈忠实

杨云灵

编著

西北工业大学出版社

西北工业大学出版社

1990年5月 西安

# 内 容 简 介

本书讲述风洞特种实验的一些基本问题,主要内容是:进气道实验、喷流实验、翼型实验、吹气襟翼实验、半模型实验、铰链力矩实验、动导数实验、投放实验、螺旋桨和螺旋桨飞机模型带动力实验、抖振实验、直升机旋翼实验等。本书是根据西北工业大学空气动力学专业“风洞特种实验”选修课大纲编写的,可作为空气动力学专业研究生课程教材,也可以从中挑选部分内容作为空气动力学专业本科高年级学生选修课教材,还可作为从事空气动力学实验工作的有关人员的参考书。

## 风 洞 特 种 实 验

编 者

主 编

鲍国华

王俊轩

钱伟峰

参 编

吴云林

秦志刚

董 颖

高等学校教材  
风 洞 特 种 实 验  
主 编 鲍国华  
责任编辑 王俊轩  
责任校对 钱伟峰

\*

西北工业大学出版社出版

(西安市友谊西路 127 号)

陕西省新华书店发行

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN 7-5612-0241-5/V·7(课)

\*

开本 787×1092 毫米 1/16 13.75 印张 329 千字

1990 年 5 月第 1 版 1990 年 5 月第 1 次印刷

印数 1—1400 册 定价 2.78 元

交 西 民 2 号 0091

## 前 言

本书讲述非常规的模型测力和测压的风洞实验，所以定名为“风洞特种实验”。主要内容为：进气道实验、喷流实验、翼型实验、吹气襟翼实验、半模型实验、铰链力矩实验、动导数实验、投放实验、螺旋桨和螺旋桨飞机模型带动力实验、抖振实验、直升机旋翼实验等。这些实验都是飞机设计和研制过程中必须进行的实验项目。

本书是根据西北工业大学空气动力学专业“风洞特种实验”选修课大纲编写的。该课程是空气动力学专业本科高年级的一门选修课，课内 60 学时。由于每章都有相对独立性，可根据具体情况选取部分内容进行教学。学生在学习本课程之前应学过“空气动力学基础”、“风洞实验技术”和“飞行力学”等课程。本书主要对象是航空院校空气动力学专业的研究生和本科高年级学生，也可作为从事空气动力学实验工作的有关人员的参考书。

本书主要是根据国内各主要空气动力研究所，尤其是中国气动发展中心的研究报告并参考部分国外技术报告编辑而成的。实际上，每章的基本内容都是一个专题，涉及的问题范围很广泛，但由于专业范围的限制，本书讲述的内容以空气动力实验方法的基本原理为主。每章内容大致包括：引言、模型设计、实验方法、数据处理和实验结果的简单介绍等。本书是在原讲义基础上修订而成的，修订时，删去并改写了第二章和第九章的部分内容，增加了抖振实验和直升机旋翼实验两章内容。

本书第一、五、六章由鲍国华执笔，第二、八、九章由郝忠祥执笔，第四、七章由夏玉顺执笔，第三章由杨堃执笔，第十章由陈忠实执笔，第十一章由杨云灵执笔。全书由鲍国华统稿，由南京航空学院戴昌晖教授审稿。

在本书的编写和审稿过程中，中国气动发展中心一所和二所及其它研究所等单位给予大力支持和帮助，特此一并致谢。

由于作者水平有限，缺点、错误在所难免，欢迎读者在使用过程中提出批评指正。

编 者

1989 年 8 月于西安

# 目 录

第一章 进气道实验 .....	1
§ 1-1 引言 .....	1
§ 1-2 进气道的作用与类型 .....	1
§ 1-3 进气道的性能参数 .....	3
§ 1-4 进气道实验的目的和风洞实验 .....	6
§ 1-5 进气道模型 .....	8
§ 1-6 进气道实验参数的测量与数据处理 .....	9
§ 1-7 几个进气道实验的结果 .....	17
第二章 喷流实验 .....	19
§ 2-1 引言 .....	19
§ 2-2 喷流的基本结构与特性 .....	19
§ 2-3 喷流的相似参数 .....	21
§ 2-4 低速风洞喷流实验 .....	23
§ 2-5 高速风洞喷流实验 .....	30
§ 2-6 喷流实验技术今后改进的方向 .....	36
第三章 翼型实验 .....	39
§ 3-1 引言 .....	39
§ 3-2 实验装置 .....	40
§ 3-3 模型 .....	42
§ 3-4 测量方法和仪器 .....	43
§ 3-5 数据处理 .....	47
§ 3-6 洞壁的影响 .....	48
§ 3-7 附面层固定转换 .....	56
§ 3-8 实验结果简介 .....	58
第四章 吹气襟翼实验 .....	59
§ 4-1 引言 .....	59
§ 4-2 吹气动量系数 .....	59
§ 4-3 吹气襟翼的模型设计 .....	62
§ 4-4 吹气动量系数的测量 .....	67
§ 4-5 风洞实验数据处理 .....	70

第五章 半模型实验 .....	76
§ 5-1 引言 .....	76
§ 5-2 常用的几种半模型实验方法 .....	77
§ 5-3 半模型实验结果数据处理 .....	88
第六章 铰链力矩实验 .....	90
§ 6-1 引言 .....	90
§ 6-2 铰链力矩系数的定义和影响因素 .....	91
§ 6-3 半模与全模铰链力矩实验 .....	92
§ 6-4 铰链力矩天平 .....	94
§ 6-5 实验结果及有关实验技术问题 .....	98
第七章 风洞动导数实验 .....	102
§ 7-1 引言 .....	102
§ 7-2 动导数实验的模型和相似参数 .....	103
§ 7-3 自由振动法 .....	103
§ 7-4 强迫振动法 .....	109
§ 7-5 强迫振动系统和校测 .....	110
§ 7-6 低速刚性强迫振动法的测试原理和数据处理 .....	115
第八章 投放实验 .....	119
§ 8-1 引言 .....	119
§ 8-2 相似准则及相似流场中的参数关系 .....	120
§ 8-3 模型设计与调整 .....	129
§ 8-4 投放记录实验的记录设备 .....	132
§ 8-5 投放实验的记录方法 .....	135
§ 8-6 实验数据处理 .....	139
第九章 螺旋桨及螺旋桨飞机模型带动力实验 .....	144
§ 9-1 引言 .....	144
§ 9-2 螺旋桨的几何特性 .....	144
§ 9-3 螺旋桨模型实验 .....	146
§ 9-4 螺旋桨对飞机的附加影响 .....	149
§ 9-5 螺旋桨飞机模型带动力实验 .....	151
§ 9-6 螺旋桨飞机模型带动力实验的辅助设备 .....	158
§ 9-7 螺旋桨飞机模型带动力实验数据处理 .....	160
第十章 抖振实验 .....	162

§ 10-1	引言 .....	162
§ 10-2	抖振的基本知识 .....	162
§ 10-3	风洞抖振实验的模拟 .....	166
§ 10-4	抖振边界测量 .....	169
§ 10-5	抖振载荷测量 .....	176
§ 10-6	抖振数据的处理和分析 .....	181
<b>第十一章 直升机旋翼实验 .....</b>		<b>184</b>
§ 11-1	引言 .....	184
§ 11-2	直升机旋翼的基本几何参数和运动参数 .....	184
§ 11-3	直升机模型实验的相似准则 .....	187
§ 11-4	直升机实验模型的设计 .....	188
§ 11-5	直升机模型实验装置和实验方法 .....	195
§ 11-6	直升机实验数据的采集和处理 .....	201
§ 11-7	旋翼实验典型结果简介 .....	205
<b>参考文献 .....</b>		<b>208</b>

### 一、压气机的作用

所谓压气机，是使空气流进入压气机的压气室，使空气流动而产生压力，使空气在压气室内压缩，流入发动机内，按一定程序压缩后，与喷入的燃油混合，在燃烧室内燃烧，然后以高速流过尾喷管喷出。由于压气机对空气做功，使空气之间产生巨大的动量差，产生所需要的推力。由此可见，压气机的作用是：

- (1) 向发动机提供足够的空气量，以保证发动机正常工作，产生足够的推力。
- (2) 防止喷入发动机的空气被压缩，使进入压气机（喷嘴）的空气速度不致太高，以保证压气机在较高的压比下正常工作。
- (3) 在保证足够的空气量同时，使空气在压气机中压缩，使空气在压气机出口处的速度，减小推力。

压气机的效率与压气机的压比和空气的压缩比有关。压气机的效率，定义为：

$$\eta_c = \frac{P_{04} - P_{01}}{P_{04} - P_{01}^*} \quad (11-1)$$

式中： $P_{01}$ ——大气压力； $P_{04}$ ——压气机出口总压； $P_{01}^*$ ——压气机出口总压。

$P_{04}$ ——压气机出口（即喷嘴入口）总压。

$P_{01}^*$ ——压气机出口总压。

压气机的效率，等于压气机的压比，等于压气机的压比。

压气机的效率，等于压气机的压比，等于压气机的压比。

# 第一章 进气道实验

## § 1-1 引言

飞机的动力装置（例如涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机等）的性能与进气道的工作特性关系很大，进气道性能好坏直接影响发动机推力及发动机的正常工作。若进气道的性能太差，将会引起发动机喘振，甚至导致发动机熄火。随着航空的发展，对飞行器性能要求不断提高，要求动力装置能产生更大的推力，并相对地消耗较少的燃油，因而，对进气道性能提出了更高的要求。不少国家对进气道的设计和实验技术开展了大量的研究工作，期望通过进气道性能的提高来改善飞行器的性能。

本章将概括介绍进气道的作用、性能参数以及进气道实验技术的有关问题。

## § 1-2 进气道的作用与类型

### 一、进气道的作用

顾名思义，进气道是气流进入发动机的流道管道。喷气式发动机产生推力的原理是动量定理。流入发动机的空气，按一定方式经过压缩后，与喷入的燃油燃烧，使油气混合物达到高温高压状态，然后以高速通过发动机尾喷口喷出。由于流入发动机和流出发动机的气流之间存在巨大的动量差便产生所需要的推力。由此可见，进气道的功用为：

(1) 向发动机提供足够的空气流量，以保证发动机正常工作，产生足够的推力。

(2) 将迎面流入发动机的气流减速，使进入压气机（风扇）的气流速度不致太高，以便压气机在较高的增压效率范围内工作。

(3) 气流流经进气道的减速扩压过程，可以增大整个发动机系统的增压比，提高发动机的效率，增加推力。

喷气发动机的性能与发动机热力循环中压缩过程的增压比有密切的关系。发动机总增压比  $\pi$  为：

$$\pi = \frac{p_{03}}{p_a} = \frac{p_{03}}{p_{02}} \cdot \frac{p_{02}}{p_a} = \pi_k \cdot \pi_{Bx} \quad (1-1)$$

式中  $p_a$  ——大气压强；

$p_{02}$  ——进气道出口（压气机进口）总压；

$p_{03}$  ——压气机出口总压；

$\pi_k$  ——压气机增压比，等于  $p_{03} / p_{02}$ ；

$\pi_{Bx}$  ——进气道增压比，等于  $p_{02} / p_a$ 。

而进气道增压比又可写为：



$$\pi_{Ex} = \frac{p_{02}}{p_{01}} \cdot \frac{p_{01}}{p_a} = \sigma \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1-2)$$

式中  $M$  —— 飞行马赫数;  
 $p_{01}$  —— 自由流总压;  
 $k$  —— 比热比;  
 $\sigma$  —— 进气道总压恢复系数。

随飞行马赫数增大, 由于进气道内高速流入的气流被滞止, 压气机进口总压增大, 进气道增压比迅速提高。由图 1-1 可见, 当马赫数 0.8 时, 进气道增压比为 1.5; 而当马赫数 2.5 时, 进气道增压比已达 17, 这已超过通常压气机的增压比。马赫数为 3.0 时, 进气道增压比达到 36, 在这样的飞行速度下, 取消压气机, 单靠冲压就可以有效地工作, 这就是冲压式发动机的工作原理。

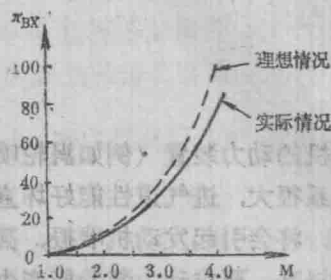


图 1-1 进气道增压比与飞行马赫数关系

随着飞行速度提高, 进气道增压比成为发动机总增压比的重要组成部分, 进气道成为高速飞行器动力装置的一个重要部件。

进气道增压比不仅与飞行马赫数有关, 还与进气道总压恢复系数有关。总压恢复系数标志进气道内气流滞止过程损失大小。图 1-1 中虚线表示无损失时进气道增压比和飞行马赫数的关系, 实线表示有损失时的情况。由于实际流动不可避免地存在粘性损失, 在超音速情况下还有激波损失, 因此, 进气道总压恢复系数总小于 1。也就是说, 实际情况的进气道增压比总小于理想情况, 两者的差别反映气流滞止过程损失的大小。损失越大, 差别就越大, 当飞行马赫数为 2.5 时, 理想情况的进气道增压比为 17, 但实际情况只能达到 12 左右。

## 二、进气道的类型

### 1. 亚音速进气道

亚音速进气道形状很简单, 通常为一个开口的扩散管道, 唇口较钝, 扩散角  $5^\circ$  左右, 目前, 在大多数亚音速及低超音速飞机上都采用这种形式进气道。对亚音速飞机来说, 通常将进气道的进口面积设计得比较大, 以便气流在进气道外先减速扩压, 进气口外的流线是扩张的, 如图 1-2 (a) 所示。由于亚音速气流在进气口外减速可以没有总压损失, 而且进口速度降低后在进气道内流动的总压损失也较小, 因而, 可以提高进气道增压比。对超音速飞机来说, 进气口外将产生一道正激波, 通过激波气流速度降为亚音速, 然后进入进气道, 所以, 有时也称它为激波进气道, 如图 1-2 (b) 所示。在这种情况下, 进气道的进口面积就不能太大, 通常要使进气道在设计状态工作时, 进入进气道的自由流管面积与进气道进口面积近似相等, 否则,

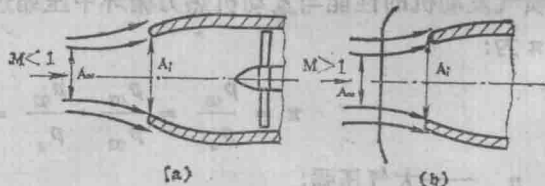


图 1-2 亚音速进气道

将会使进气道的附加阻力大大增加。

## 2. 超音速进气道

从空气动力学角度，按超音速气流在进气道内还是进气道外滞止为亚音速气流，可进一步细分为内压式进气道、外压式进气道和混合式进气道。它们的工作特点各不相同，下面分别叙述。

### (1) 外压式进气道

这种进气道是在进气道外通过激波将超音速气流滞止为亚音速。流入外压式进气道的气流是亚音速气流。外压式进气道是获得广泛应用的超音速进气道。

最常见的外压式进气道是外斜激波系进气道，如图 1-3 所示。外斜激波系进气道利用进气道的中心锥体，使超音速气流在进入进气道前经过一道或几道斜激波，逐渐使速度滞止、方向偏转。最后，通过进口处一道弱的结尾激波把超音速气流降为亚音速气流，进入进气道。

外压式进气道性能比较好，又不存在启动问题，因此广泛应用于飞行马赫数低于 2.0~2.2 的超音速飞机上。如果飞行马赫数再高，把较高马赫数的超音速气流压缩到结尾激波前较低马赫数的超音速气流，气流的偏角就会很大，相应的外唇角也很大，使进气道外罩的波阻增大。

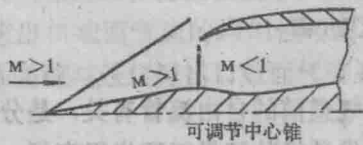


图 1-3 外压式超音速进气道

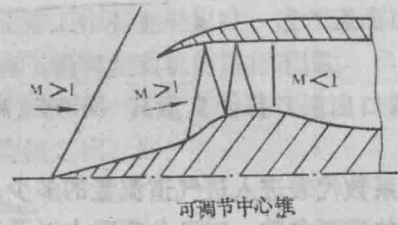


图 1-4 混合式超音速进气道

### (2) 内压式进气道

内压式进气道是一个通道面积先收缩后扩张的管道。超音速气流在收缩段内减速，然后，在喉道或喉道后某处变为亚音速，亚音速气流在扩张形管道内进一步减速扩压。内压式进气道的主要优点是它可以没有外罩波阻，但它存在启动和工作不稳定问题，因此，现代飞机上还很少采用。

### (3) 混合式进气道

混合式进气道是在外压式进气道的基础上，吸收了内压式进气道的工作原理综合而成，如图 1-4 所示。它兼有外压式进气道和内压式进气道的特点，目前，在飞行马赫数大于 2.0~2.5 的超音速飞机上趋于采用混合式进气道，以保证良好的飞行性能。

## § 1-3 进气道的性能参数

对进气道的要求为：在所有的飞行范围内尽可能减小气流流动的总压损失；保证提供发动机所必需的空气流量；进入发动机的气流均匀；尽可能减小进气道的外部阻力和附加阻力。表征和分析进气道工作特性的性能参数为：流量系数，总压恢复系数，进气道阻力

和进气道出口畸变指数。

### 一、流量系数

进气道流量系数定义为实际进入进气道的空气流量与以远前方气流速度流经入口截面时的空气流量之比，也就是进入进气道的自由流管面积与进气道进口的捕获面积之比。捕获面积是指进气道前缘周线所围成的面积在垂直于气流平面内的投影，捕获面积与进口面积不同，只有在无中心体、迎角又不太大时，两者才接近相等。

根据流量系数定义，由图 1-5 可见，流量系数  $\phi$  为：

$$\phi = \frac{\rho_i V_i A_i}{\rho_\infty V_\infty A_\infty} = \frac{A_\infty}{A_i} \quad (1-3)$$

式中  $A_\infty$  —— 进入进气道的自由流管面积；

$A_i$  —— 进气道进口的捕获面积。

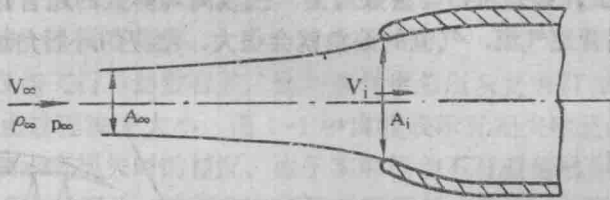


图 1-5 流量系数定义用图

流量系数代表进入进气道流量的多少，它和进气道前的自由流管有关，是分析进气道工作状态的重要参数，对于分析阻力以及进气道和发动机的流量匹配也很有用。此外，可以用流量系数概括说明进气道进口处气流的流动情况。例如，对于亚音速进气道，当流量系数小于 1 时，进气道进口前气流是减速流动，进口前自由流管是扩张的；当流量系数大于 1 时，进气道进口前气流是加速流动，进口前自由流管是收敛的；当流量系数等于 1 时，进气道进口前气流基本上是等直管流。

### 二、总压恢复系数

总压恢复系数  $\sigma$  定义为进气道出口气流平均总压与自由流总压之比，即：

$$\sigma = \frac{\bar{p}_{02}}{p_{01}} \quad (1-4)$$

式中  $\bar{p}_{02}$  —— 进气道出口气流平均总压。

由于在气流流动过程中不可避免地存在激波和粘性摩擦损失，因此总压恢复系数一定小于 1。总压恢复系数代表气流流经进气道时损失的大小，是进气道设计好坏的标志之一。

总压恢复系数是说明推进系统做功能力和经济性的一个参数。总压恢复系数越小，则压气机进口与出口总压越低，尾喷口出口总压也越低，因而，气流在尾喷管中膨胀加速的能力越弱。对于完全膨胀状态，则使尾喷管出口处气流的排气速度降低，因此单位

推力下降，燃油消耗率增大。此外，根据流量方程，流经发动机的流量  $G$  可写为：

$$G = 0.3965 \frac{p_{0t} A_t}{\sqrt{T_{0t}}} q(\lambda_t) \quad (1-5)$$

式中  $p_{0t}$ 、 $T_{0t}$  ——尾喷管出口截面总压和总温；

$A_t$  ——尾喷管出口截面面积；

$q$  ——流量函数；

$\lambda_t$  ——尾喷管出口截面气流速度系数。

由此可见，随着尾喷管出口截面总压的下降，流经发动机的流量也相应下降。而发动机的推力正比于流经发动机的流量和单位推力，因此，由于进气道总压恢复系数降低，使流经发动机的流量和单位推力下降，导致发动机推力急剧下降，发动机性能恶化。例如，根据计算，在飞行马赫数 2.5 时，由于进气道的总压损失使进气道增压比降低 30%，则单位燃油消耗率增大 15%，而发动机推力要下降 45% 左右。因此提高进气道总压恢复系数对改善飞机的性能有重要的意义。

### 三、进气道畸变指数

除进气道出口的空气流量应满足发动机要求外，进气道出口截面气流的压强和温度对保证轴流式压气机的效率和稳定工作及发动机的正常工作有重要影响。进气道出口流场不均匀，压气机稳定工作范围就变窄，则进一步影响飞机和发动机的运行范围。

进气道出口截面气流的均匀性可用均匀度  $\bar{D}$  来表示，其定义为进气道出口截面气流总压的最大差值与进气道出口截面气流总压的平均值之比，即：

$$\bar{D} = \frac{p_{02\max} - p_{02\min}}{\bar{p}_{02}} \quad (1-6)$$

式中  $p_{02\max}$  ——进气道出口截面最大总压；

$p_{02\min}$  ——进气道出口截面最小总压。

进气道出口截面气流的均匀性也可以用进气道畸变指数  $D_{c60}$  来表示，其定义为进气道出口截面任意一个  $60^\circ$  扇形平面内平均总压的最小值与进气道出口截面平均总压之差和进气道出口截面平均动压之比，即：

$$D_{c60} = \frac{p_{060\min} - \bar{p}_{02}}{q_2} \quad (1-7)$$

式中  $p_{060\min}$  ——进气道出口截面任意一个  $60^\circ$  扇形平面内平均总压的最小值；

$q_2$  ——进气道出口截面平均动压。

用均匀度表示进气道出口截面的气流特性只说明了整个出口截面气流不均匀的程度，它没有反映出不同畸变型式（如径向畸变和周向畸变）所产生的不同影响。畸变指数着重反映了进气道出口截面的周向畸变，这种周向的气流不均匀性对发动机的工作特性影响很大。

总压分布的不均匀使压气机容易产生喘振。例如，若压气机进口截面某个区域内的总

压比平均值小，当工作叶片转到这个区域时，叶片弦线相对气流方向的夹角将变大，这就使叶片容易产生附面层分离，进而引起发动机的喘振。因此，用畸变指数表示进气道出口截面气流的均匀性更能反映进气道气流特性对发动机工作特性的影响。

#### 四、进气道阻力

进气道是动力装置的一个部件，但是在结构安排上，它又是飞机机体的组成部分。因此，进气道的设计与安排除了要考虑与发动机推进系统有关的内流问题外，从整个飞行器的飞行性能综合考虑，还需要研究进气道的阻力。在研究进气道的阻力特性时，通常分成内部阻力和外部阻力两部分。内部阻力是气流流经进气道内部所产生的阻力，外部阻力是流经进气道外部气流所产生的阻力。

因为进气道阻力是整个飞行器阻力的一个组成部分，因此，在进气道设计时，要尽量减小进气道阻力，以便使整个飞行器的阻力减小。另一方面，如果把进气道与发动机作为一个整体考虑，发动机的有效推力应等于发动机的额定推力与进气道阻力之差。因此，进气道阻力特性间接地说明了推进系统能产生的有效推力的大小。进气道阻力不仅与进气道的气动外形有关，而且与进气道的工作状态及其在飞机上的气动布局有关，因此，进气道阻力是进气道实验的重要内容之一。

以上几个主要性能参数是分析进气道工作状态和设计进气道时需要着重考虑的因素。它们之间互相关联，又经常互相矛盾和制约。例如，追求高的总压恢复系数和减小进气道阻力有矛盾，保证宽广的安全运行范围往往需要牺牲一些设计状态的性能。因此，在设计、选型和分析进气道时，要综合分析各种影响因素，除了考虑设计工作状态外，还应考虑非设计工作状态，根据飞机总体的技术要求，抓住主要矛盾，兼顾次要因素，统筹解决。

### § 1-4 进气道实验的目的和风洞实验

由于进气道的内部和外部流动的复杂性，目前进气道气动力计算都是初步的，很多问题均有待于通过进气道实验得以肯定和解决。进气道实验项目繁多，通常有飞行马赫数下性能实验，起飞和低速性能实验以及进气道阻力实验等。此外，还常遇到有关调节行程的选择、放气门的开度、附面层的吸除、亚、跨音速进气道的唇部型面参数选择和最有利的喉道比等专题性实验。因此，在进气道设计研究中，进行大量实验研究是很重要的环节之一。

当前进气道实验主要研究的问题是：

- (1) 超音速进气道的波系选择以及进气道几何参数确定。
- (2) 附面层吸除，包括附面层吸除系统设计参数的选取（如内收敛度、唇口参数、进气门、放气门等），涡流发生器的研究和吸除效果的测定。
- (3) 进气道与发动机匹配及超音速进气道调节特性。
- (4) 进气道流场畸变，包括畸变的机理，畸变对压气机稳定性的影响及改善流场畸变的措施等。

风洞是进气道实验的基本手段，因为需要在整个飞行范围内取得进气道的性能数据，

所以实验设备包括模拟地面条件的进气道实验装置——滑跑起飞状态的模拟装置和模拟空中飞行条件的进气道实验装置——亚音速风洞、跨音速风洞和超音速风洞。对于某些实验项目，如附面层吸除和涡流发生器性能实验，需要比较大的模型才能进行实验，相应的风洞尺寸也要求大些。

模拟地面条件的进气道实验通常可以用如下两种方法进行。一种是利用普通风洞进行实验，把一定缩尺比例的进气道模型装在普通风洞中，另外附加一套吸气装置或引射装置模拟发动机所需要的流量。图 1-6 为低速风洞进行进气道地面条件实验的示意图，模拟发动机所需要的空气流量是用专门的真空泵抽气来达到的。另一种方法是用专门的进气道风洞来进行实验。图 1-7 为进气道地面模拟实验风洞示意图，风洞的前端接高压气源，后端用孔板堵住，孔板的开度可以调节，实验模型由风洞后端穿过孔板伸入风洞内。实验时，打开高压阀门，高压空气进入风洞，如果把风洞出口处的孔板堵死，气流只能全部冲入进气道向后流出，这样可以模拟来流速度近似为零时的飞机地面滑跑状态。如果把风洞出口处的孔板打开到一定的开度，风洞内的一部分气流可以通过孔板向后流出，而另一部分气流则可以通过进气道流出，此时可以模拟飞机滑跑到一定速度时的地面滑跑状态。改变开孔板的开度，就可以模拟不同滑跑速度时的进气道状态。

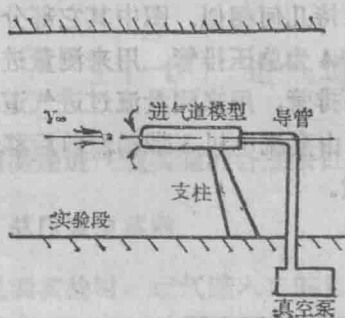


图 1-6 低速风洞进气道地面模拟实验

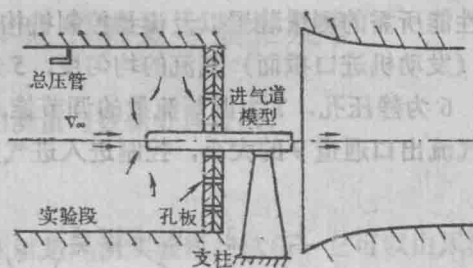


图 1-7 进气道地面模拟实验风洞

模拟空中飞行条件下进气道工作状态的风洞实验可以在对应速度范围的普通高、低速风洞中进行。图 1-8 为在低速风洞中进行飞行条件下进气道实验的示意图。整个进气道模型用支柱支撑在风洞底板的天平上，与常规测力模型实验安排相类似，但进气道模型设计以及实验时所需测量的参数与常规测力实验不同，在

§ 1-5 和 § 1-6 中还要介绍。

在风洞中进行进气道实验通常包括：

- (1) 测定进气道的流量，计算流量系数。
- (2) 测定进气道总压恢复系数。
- (3) 测定进气道出口截面的总压分布，计算进气道的均匀度或畸变指数。
- (4) 测量进气道阻力特性。
- (5) 测量进气道的喘振点。
- (6) 测量进气道的载荷分布。

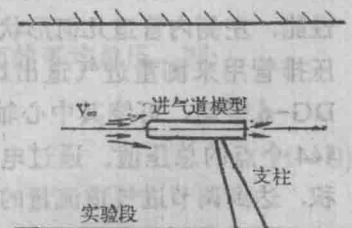


图 1-8 进气道的低速风洞实验

## § 1-5 进气道模型

进气道的性能特性受进气道唇口上激波与附面层的相互干扰以及进气道入口壁面上的附面层状态影响甚大，因此，在进行进气道实验时，除了要保证马赫数相等外，还要考虑雷诺数相似准则。与常规模型实验相同，由于实际飞行时进气道的雷诺数都已经达到雷诺数自准区范围，因此，实验时不必保证实验雷诺数与实际飞行情况相同，只要实验雷诺数也达到雷诺数自准区，就可以比较可靠地将实验结果推广到实际飞行情况。经验表明，在进气道实验时，以进气道进口直径为特征长度的雷诺数应大于  $1 \times 10^6$ ，如果条件允许，最好能达到  $3.5 \times 10^6$ 。为了使实验时风洞洞壁对模型的干扰不太大，进气道模型的阻塞度应小于 5%。

进气道模型和真实飞行器应该保持几何相似。其内部形状要求模拟到发动机的第一级转子以前，特别是进气锥和唇口形状的模拟更为重要。其外部形状的模拟可根据需要适当选取，通常可以模拟到进气道附面层放气口或放气门处。对于两侧进气情况，由于机身对进气道性能影响甚大，还必须模拟机身的形状。

图 1-9 为典型的头部进气的进气道的型。其中 1 为进气道唇口，2 为进气道模型的辅助进气门，3 为发动机的整流锥，这三部分与实物保持几何相似，图中其它部分是测量进气道性能所需的测量装置以及流量控制机构，其中，4 为总压排管，用来测量进气道出口截面（发动机进口截面）气流的均匀度，5 也是总压排管，用来测量流过进气道内气流的流量，6 为静压孔，7 为调节流量的调节锥，它可以由直流电机 8 带动而前后移动，从而改变气流出口通道 9 的大小，控制进入进气道的流量。

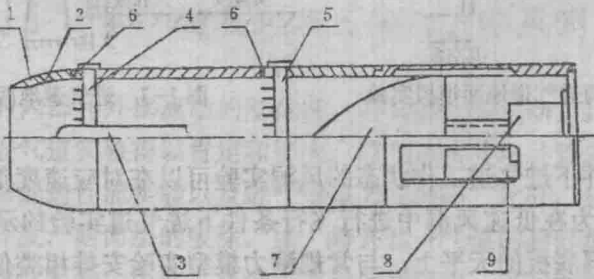


图 1-9 头部进气道模型

图 1-10 为典型的两侧进气的进气道模型示意图。其中右侧管道仅起模拟作用而不测性能，左侧内管道几何形状一直模拟到发动机转子前，进气道前的机身外形全部模拟。总压排管用来测量进气道出口截面的总压分布，该排管一共装有 12 根总压管，由电动机 DG-6 带动，可绕其中心轴线转动，每隔  $15^\circ$  测一组数据，共可测得进气道出口截面上 144 个点的总压值。通过电动机 ZD-25 带动滑块前后移动，可以改变气流出口通道的面积，达到调节进气道流量的目的。

整个进气道模型通过支架系统支承在风洞实验段的迎角机构上，利用迎角机构改变进气道模型的迎角或侧滑角。

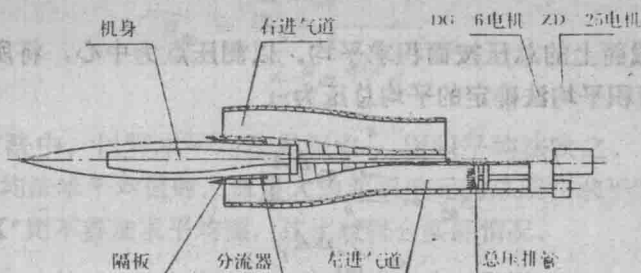


图 1-10 两侧进气道模型

为了加工方便，并更换不同的头部形状以测定进气道的性能，通常都把进气道模型分段加工。进气道模型一般都用金属制造，对于低速进气道模型，也可以用木质制造。

模型的加工精度应根据实际飞行器的加工精度按比例缩小。如实际飞行器的外形允差为 0.75 毫米，则在 1/6 的缩尺模型中的外形允差为 0.125 毫米。如因模型太小以致使模型加工精度要求过高不能达到时，则可以根据主次，除一些关键尺寸如喉道截面积与形状等应根据生产条件尽可能满足允差要求外，其余要求可适当放宽。唇口外表面应平滑无波纹。

## § 1-6 进气道实验参数的测量与数据处理

下面简述进气道实验的各主要性能参数的测量与数据处理方法。

### 一、总压恢复系数

在风洞实验时，进气道入口的自由流总压就是风洞实验段的总压，它可以由风洞稳定段的总压求得，即：

$$p_{01} = p_0 (1 - k') \quad (1-8)$$

式中  $p_0$  ——风洞稳定段总压；

$k'$  ——由稳定段到模型区自由流的总压损失系数。

通常认为，若  $k'$  小于 1% 时，可以近似地忽略总压损失的影响，因此，可直接用稳定段总压代替模型区自由流的总压。

进气道出口截面气流的平均总压有下列几种计算方法，可根据出口截面上流场不均匀的程度和对计算的准确度的要求选用。

#### 1. 算术平均法

用截面上所有测压管测得的总压的算术平均值作为该截面的平均总压，即：

$$\bar{p}_{02} = \frac{\sum_{k=1}^n p_{02k}}{n} \quad (1-9)$$

式中  $p_{02k}$  ——第  $k$  个测量点处所测的总压；



$n$  ——测量点数。

## 2. 面积平均法

这种方法是将截面上的总压按面积求平均。以测压点为中心，将所测截面划分为若干个面积单元，用面积平均法确定的平均总压为：

$$\bar{p}_{02} = \frac{\sum_{i=1}^N \bar{p}_{02j} \Delta A_i}{\sum_{i=1}^N \Delta A_i} \quad (1-10)$$

式中  $\Delta A_i$  ——第  $j$  个面积单元的面积；

$N$  ——面积单元数；

$\bar{p}_{02j}$  ——第  $j$  个面积单元中各测压管所测总压的算术平均值，其值为：

$$\bar{p}_{02j} = \frac{\sum_{k=1}^n p_{02kj}}{n} \quad (1-11)$$

式中  $p_{02kj}$  ——第  $j$  个面积单元中第  $k$  个测量点处所测的总压；

$n$  ——第  $j$  个面积单元的测量点数。

如果通道截面为圆形，则可以按环形或扇形来划分面积单元。在进气道实验中，习惯采用环形面积单元。

实验时，为了简化数据处理过程，提高数据的准确度，通常都按等面积原则将环形面积划分成  $N$  等分，而每个面积单元的测量点都布置在二等分该单元环形面积的圆周上。

## 3. 流量平均法

这种方法是将截面上的总压按流量平均。将截面划分为  $N$  个面积单元，则通过第  $j$  个面积单元的流量  $\Delta G_j$  为：

$$\Delta G_j = 0.3965 \frac{\bar{p}_{02j} \Delta A_j}{\sqrt{T_0}} q(\lambda_j) \quad (1-12)$$

式中  $q(\lambda_j)$  ——第  $j$  个面积单元的流量函数，可以由截面的平均静压和第  $j$  个面积单元的平均总压之比求得；

$\bar{p}_{02j}$  ——第  $j$  个面积单元的平均总压，可由式 (1-11) 求得。

由此可得，流量平均法的平均总压为：

$$\bar{p}_{02} = \frac{\sum_{j=1}^N \bar{p}_{02j} \Delta G_j}{\sum_{j=1}^N \Delta G_j} = \frac{\sum_{j=1}^N (\bar{p}_{02j})^2 \Delta A_j q(\lambda_j)}{\sum_{j=1}^N \bar{p}_{02j} \Delta A_j q(\lambda_j)} \quad (1-13)$$

式中  $N$  ——面积单元数。

若各面积单元的面积相等，则可得：